

ОПТИМИЗАЦИЯ СИЛОВОГО НАБОРА ПОДКРЕПЛЕННОЙ ОБОЛОЧКИ ПОД ДЕЙСТВИЕМ АКУСТИЧЕСКОГО ПОЛЯ ВИНТА

© 2022 г. Л. А. Лазарев^{а, *}, В. А. Титарев^{а, б, **}, А. Ю. Голубев^{а, ***}

^аНаучно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ, ул. Радио 17, Москва, 107005 Россия

^бФИЦ ИУ РАН, ул. Вавилова 44, корп. 2, Москва, 119333 Россия

*e-mail: leonidL74@mail.ru

**e-mail: vladimir.titarev@frccsc.ru

***e-mail: alexeygolubev@yandex.ru

Поступила в редакцию 17.11.2021 г.

После доработки 20.01.2022 г.

Принята к публикации 25.01.2022 г.

Рассмотрена задача оптимизации (с точки зрения звукоизолирующей способности) силового набора подкрепленной оболочки под действием акустического поля винта. Нестационарные данные и поле давления от винта на поверхности были получены с помощью пакета программ, реализующего неявный численный метод высокого порядка аппроксимации при решении уравнений Эйлера и Навье–Стокса для сжимаемого газа. Расчет колебаний и акустического излучения оболочки, моделирующей фюзеляж самолета, велся на основе аналитического метода расчета ортогонально подкрепленной упругой конструкции. Оптимизация силового набора выполнялась за счет смещения шпангоутов и стрингеров, изменения высоты, толщины, ширины планок профилей.

Ключевые слова: шум в салоне, винт, стрингеры, шпангоуты, ортогонально подкрепленная оболочка

DOI: 10.31857/S0320791922030078

ВВЕДЕНИЕ

Высокие уровни шума в салонах винтовых самолетов являются одним из важных факторов, сдерживающих их применение для пассажирских перевозок. Отличительной особенностью внешнего акустического поля винтовых самолетов (по сравнению с турбореактивными) является локализация излучаемой в салон акустической энергии в частотной области на первых 2–3 гармониках частоты вращения винта, а в пространственной области – в зоне, примыкающей к плоскости вращения винта. Это приводит к необходимости поиска альтернативных средств повышения звукоизолирующей способности бортовой конструкции, основанных, с одной стороны, на создании новых низкочастотных резонансных звукоизолирующих конструкций, с другой стороны, на оптимизации профиля отдельных элементов и расположения силового набора по длине фюзеляжа.

Решение данной задачи экспериментальным путем является достаточно затруднительным. Предпочтительным подходом представляется использование различных методов расчета, который может быть представлен в виде двух последовательных задач:

1) определение пространственно-временной структуры поля пульсаций давления на внешней поверхности фюзеляжа;

2) определение излучаемой звуковой энергии в салон и проведение параметрических расчетов по оптимизации (с точки зрения звукоизолирующей способности) бортовой конструкции.

Для решения первой задачи использовались численные методы расчета. Нестационарные данные на поверхности фюзеляжа были получены с помощью численного метода и собственного пакета программ “Гербера” [1–3].

Фюзеляжи типовых дальне- и ближнемагистральных самолетов представляют собой оболочку с ортогональным подкреплением ребрами жесткости (стрингерами и шпангоутами), которые, как правило, имеют один и тот же профиль и располагаются с почти одинаковым шагом. Расчет подкрепленных пластин и оболочек всегда считался достаточно сложной и трудоемкой задачей. Исследования методов решения этой задачи велись как в нашей стране, так и за рубежом. Большое количество статей на эту тему можно найти в статьях [4, 5] и др. На основании работ отечественных авторов [6–10] был разработан метод определения колебаний и акустического излучения подкрепленных оболочек.

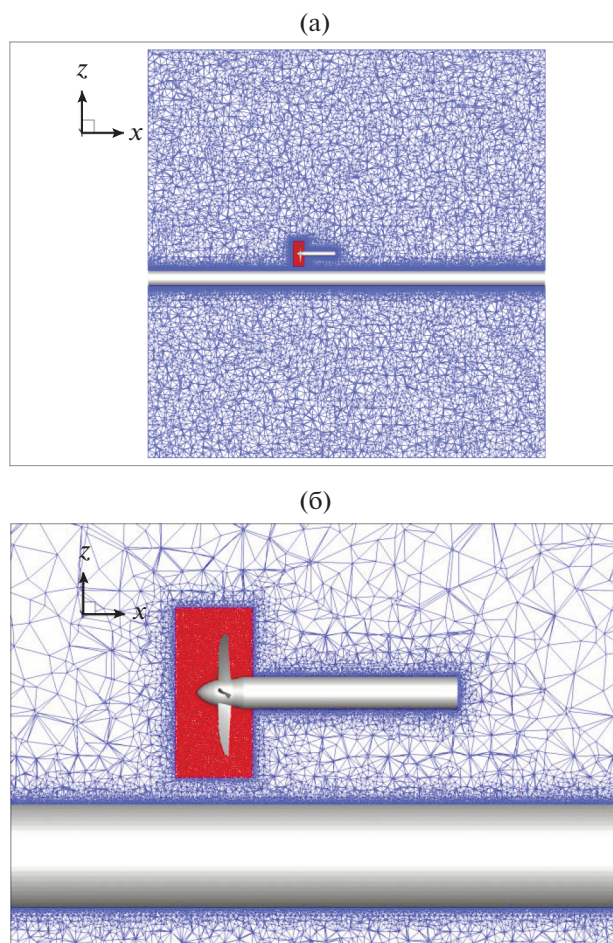


Рис. 1. (а) – Сечение объемной тетраэдральной сетки плоскостью xz . (б) – Увеличенный вид рисунка вблизи винта.

Целью данной работы являлись: определение уровней шума в салоне винтового самолета на основе численного расчета пульсаций давления на внешней поверхности фюзеляжа и разработанного метода определения колебаний и акустического излучения подкрепленных оболочек; последующее проведение параметрических расчетных исследований по оптимизации (с точки зрения звукоизолирующей способности) силового набора бортовой конструкции.

ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ НЕСТАЦИОНАРНОГО ПОЛЯ

Нестационарные данные на поверхности фюзеляжа при воздействии акустического поля винта были получены с помощью численного метода и собственного пакета программ “Гербера” [1], подробное описание которого может быть найдено, например, в [2, 3]. Неявный численный метод высокого порядка аппроксимации и реализующий его пакет параллельных программ предна-

значены для моделирования аэродинамики и аэроакустики сложных винтовых конфигураций (винт на пилоне, биротативный винт, и т.д.) на основе численного решения уравнений Эйлера и Навье–Стокса сжимаемого газа. Для расчета нестационарного обтекания конфигурации “винт на пилоне + фюзеляж” в разработанном коде используется комбинация вращающейся области (“шайбы”) в непосредственной близости винта и внешней неподвижной области, охватывающей фюзеляж. При этом численное решение строится одновременно на двух неконформных расчетных сетках, одна из которых (шайба) вращается как твердое тело. На общих границах производится нестационарная “сшивка” численных решений.

В расчетах использовалась двухзонная пространственная сетка для невязкого обтекания. Шайба радиуса 2.25 м, охватывающая винт, заполнялась 6.8 миллионами тетраэдров. Во внешней неподвижной области радиуса 35 м и протяженности 65 м расчетная сетка содержала 8.9 миллионов ячеек. Таким образом, полный размер неструктурированной расчетной сетки – 15.7 миллиона ячеек. Рис. 1 иллюстрирует поверхностную расчетную сетку в обеих областях. Красным обозначены ячейки внутри вращающейся шайбы, синим – во внешней неподвижной области, зеленым – на скользящей поверхности шайбы. На рис. 1 также представлено сечение пространственной сетки плоскостью xz . Хорошо видно подробное сгущение ячеек к поверхности вала, винта и фюзеляжа, а также область повышенного разрешения сетки вблизи вращающейся шайбы.

Расчет обтекания проводился в два этапа. Сначала строилось квазистационарное обтекание винта на построенной пространственной сетке в приближении замороженных границ. После получения квазистационарного поля течения проведен расчет нестационарного обтекания до физического времени, равного 10 оборотам вращения винта с помощью наиболее точной схемы второго порядка аппроксимации по времени. Реализованный в программном комплексе пост-процессор интерполировал данные нестационарного расчета на поверхность фюзеляжа в 256 временных точках на каждом обороте. Общий объем поверхностных данных составлял около 8 гигабайт.

Все представленные вычисления с использованием кода “Гербера” проводились на системе РСК-Торнадо, установленной в суперкомпьютерном центре Санкт-Петербургского Политехнического Университета Петра Великого (СПбПУ). Детальная информация о системе доступна по адресу <http://scc.spbstu.ru/>. Длина цилиндрической поверхности, на которой проводился численный расчет давления, составляла 68 м, радиус 1.43 м. Плоскость винта располагалась на расстоянии

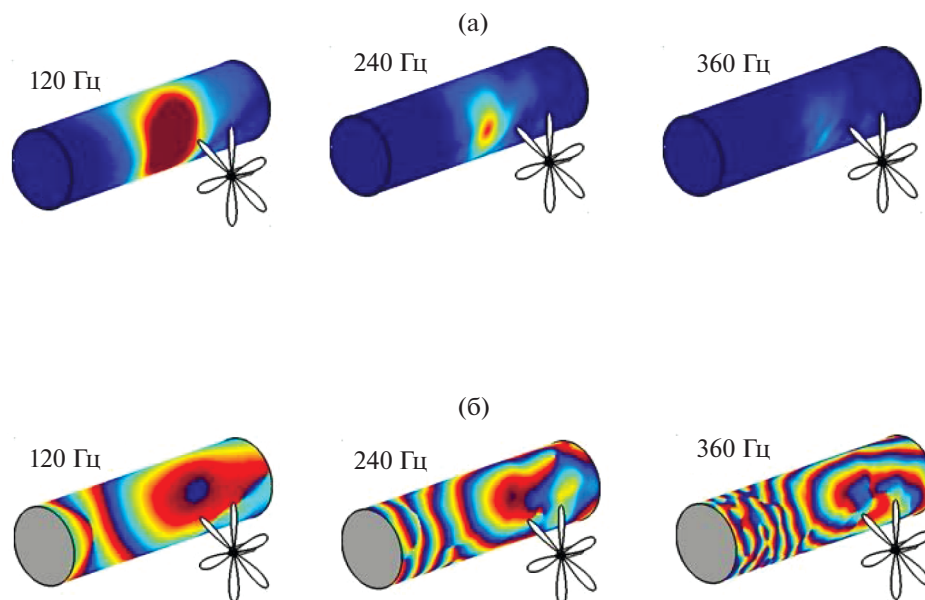


Рис. 2. (а) Амплитуда и (б) фаза акустического поля винта для трех первых гармоник.

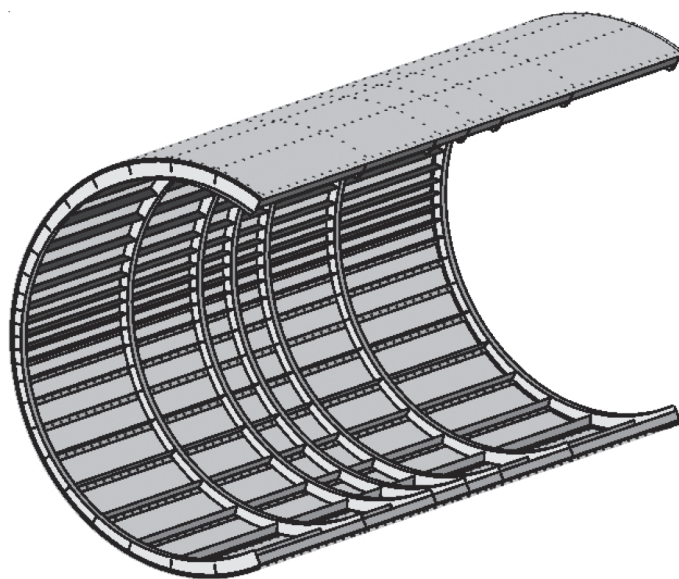


Рис. 3. Модель фюзеляжа с нерегулярно установленными ребрами.

26 м от переднего края. Из этих данных был вырезан участок длиной 10 м с координатой $21 < x < 31$ м. Интегрированием по времени были получены три гармоники на частотах 120, 240 и 360 Гц.

Для последующего выполнения аналитического метода расчета колебаний и акустического излучения подкрепленной конструкции использовались распределения относительной амплитуды и фазы по пространству для отдельных гармоник, представленные на рис. 2.

ОПТИМИЗАЦИЯ СИЛОВОГО НАБОРА ДЛЯ ВИНТОВОГО САМОЛЕТА

Разработанный метод расчета колебаний ортогонально подкрепленной оболочки (рис. 3) был изложен ранее и представлен, в частности, в статьях [6–10]. В данной работе метод был несколько изменен для расчета нерегулярно установленных ребер — шпангоутов, расположенных вдоль оболочки, и стрингеров, идущих по кругу. Ребрами здесь называются стрингеры и шпангоуты вместе взятые.

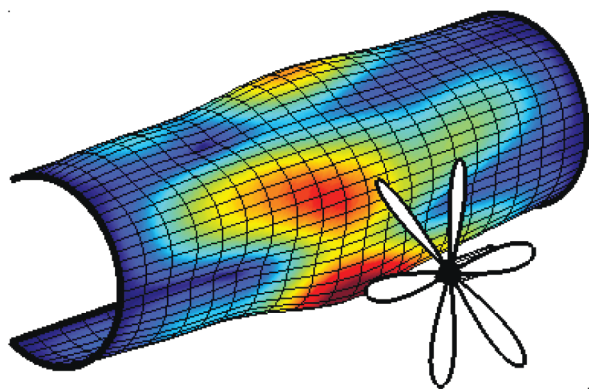


Рис. 4. Колебания исходной системы.

В расчетной модели предполагалось, что оболочка однородная, цилиндрическая, незамкнутая, конечного размера, рассматривается в рамках теории тонких оболочек. На торцах оболочка и ребра свободно оперты. Ребра рассматриваются как линейные элементы. Взаимодействие оболочки с ребрами происходит вдоль бесконечно тонких линий. Вдоль этих линий смещения по трем осям и угол поворота оболочки и ребер совпадают. Смещения ребер полностью задаются смещениями линии их контакта с обшивкой. Поле внешних сил действует только по нормали. Акустическое поле внутри рассматривалось как диффузное.

Для заданного числа стрингеров и шпангоутов отдельно оптимизировалось их положение, высота профилей, ширина планок, толщины профиля, свои для каждого из ребер. Процесс поиска оптимального сочетания этих параметров шел в три этапа. На первом этапе перебиралось большое число разных вариантов параметров, задаваемых случайно или из некоторых предположений. На втором этапе лучший вариант изменялся путем

случайных сильных изменений одного из параметров, например, перестановкой одного ребра в произвольное положение. На третьем этапе для лучшего варианта определялось влияние малых вариаций каждого из параметров. Затем методом градиентного спуска находился локальный экстремум в образующемся многопараметрическом пространстве.

На рис. 4 показаны колебания исходной оболочки. На рис. 5 показано, как сдвинулись ребра в результате оптимизации. Шпангоуты стянулись ближе к винту, а стрингеры слились в плотные группы. В результате такой оптимизации излучаемая в салон энергия снизилась на 1.8 дБ. Оптимизация положения ребер здесь проводилась без всяких ограничений. Полученное решение имеет недопустимо большие расстояния между ребрами с точки зрения статической прочности конструкции. Для получения практически значимых результатов оптимизацию нужно было бы проводить, например, с ограничением на максимальное расстояние между ребрами.

При оптимизации высоты стоек профилей бралось исходное регулярное расположение ребер. Высоты стоек изменялись в пределах 10–140 мм при исходном значении 70 мм, а у стрингера в пределах 10–50 мм при исходном значении 19.5 мм. На рис. 6а, 6б показаны полученные оптимальные высоты профилей стрингеров и шпангоутов отдельно для каждого ребра. Расчет выдал почти все шпангоуты максимальной высоты, а стрингеры увеличил только вдаль от винта, а в средней зоне оставил без изменения. Эффект такого изменения высоты профилей составил 2.7 дБ.

Жесткость ребер можно менять, варьируя ширину верхних планок в Z-образном профиле. Здесь мы не ограничивали сверху ширину планок, но ограничили суммарное увеличение массы ребер на 30 кг. Снизу ширина планки ограничивалась значением 5 мм. При превышении сум-

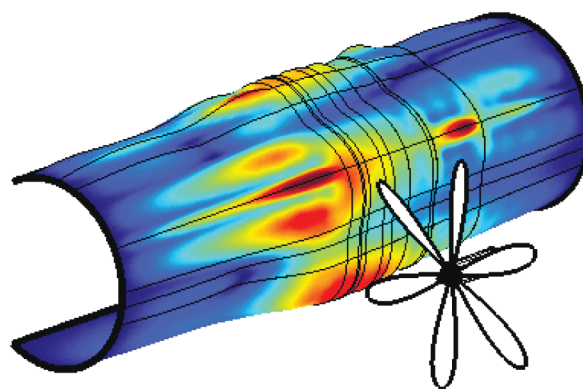
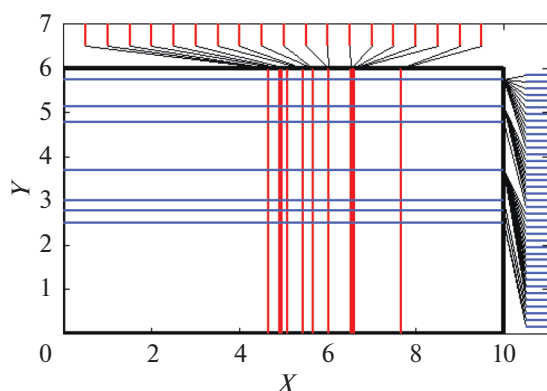


Рис. 5. Оптимизированное расположение ребер: (а) – положение ребер, (б) – колебания (амплитуда).

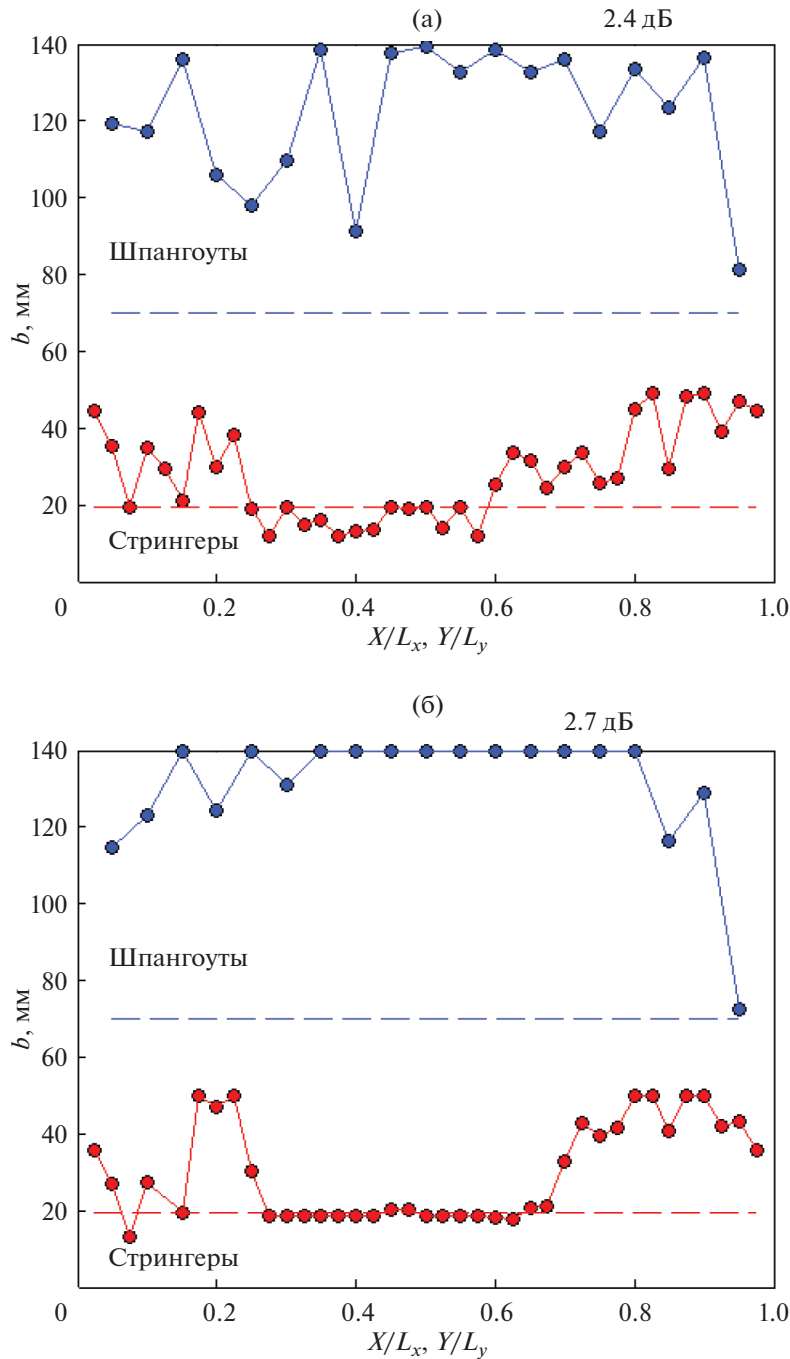


Рис. 6. Высоты профилей, оптимизированные (а) способом случайных изменений, (б) методом наискорейшего спуска.

марной массы в ходе оптимизации планки всех ребер уменьшались пропорционально. В результате расчета получилось, что необходимо усилить шпангоуты в области винта, так что их планка будет занимать половину пролета (рис. 7). А стрингеры в левой половине необходимо сузить до минимума, расширив стрингеры в правой половине. При этом эффект составил 1.8 дБ.

Изменить жесткость ребер возможно за счет изменения толщины их профилей. Диапазон изменения толщин профилей был 0.5–2.5 мм (при исходной толщине 1 мм). После оптимизации все шпангоуты, кроме крайних, становятся максимальной толщины (рис. 8). Левая половина стрингеров стала минимальной толщины, а правая около 2 мм. Эффект такого изменения составил всего 1.1 дБ.

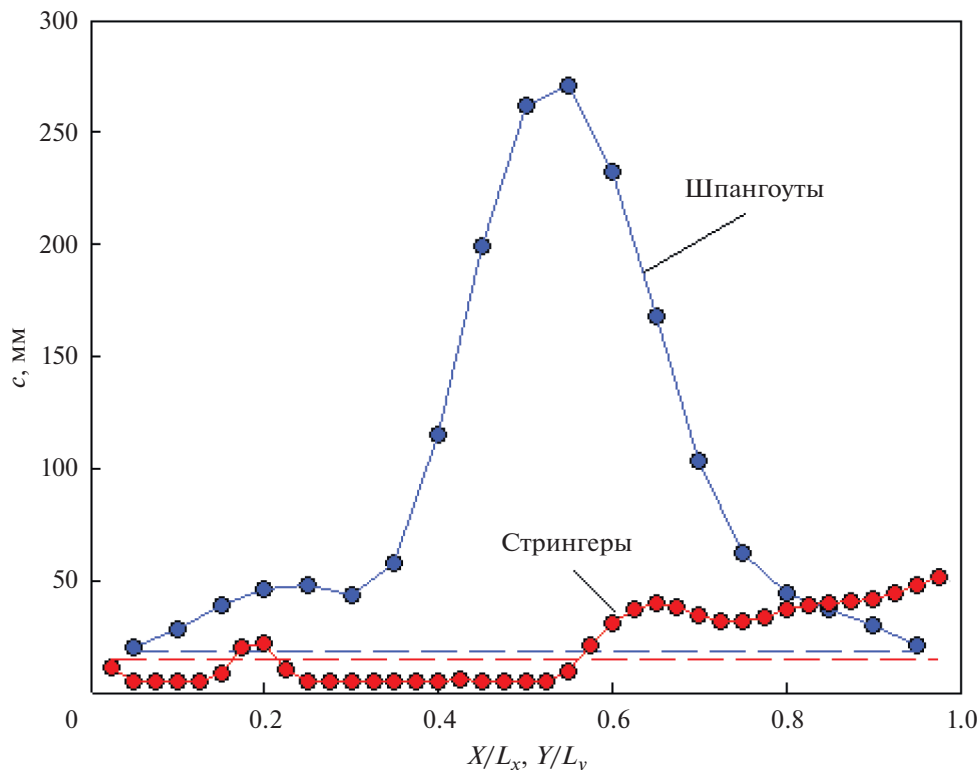


Рис. 7. Оптимальные ширины верхних планок ребер.

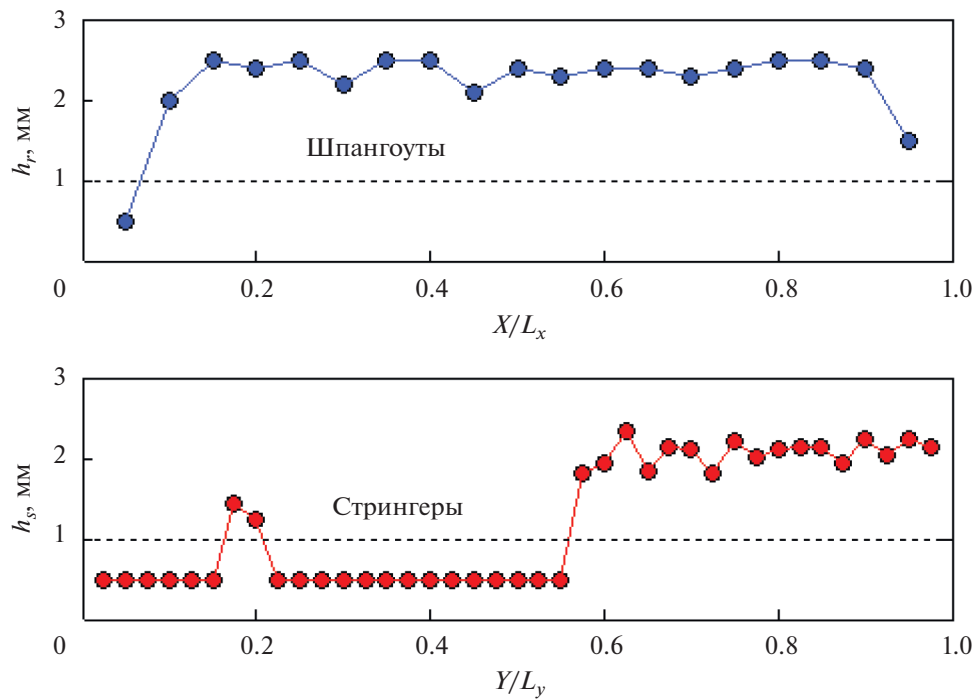


Рис. 8. Оптимальные толщины профилей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведен численный расчет пульсаций давления на поверхности фюзеляжа при воздействии акустического поля винта. Получено пространственное распределение амплитуды и фазы на первых трех гармониках винта. На основании численного расчета и разработанного ранее метода расчета колебаний и акустического излучения подкрепленной оболочки, имитирующей фюзеляж самолета, проведена оценка уровней шума внутри этой оболочки. Проведены параметрические расчетные исследования влияния перемещения стрингеров и шпангоутов, изменения высоты и ширины полок их профилей на звукоизолирующую способность бортовой конструкции. Показано, что оптимизация силового набора позволяет добиться снижения уровней шума внутри самолета на 2.7 дБ (при увеличении массы ребер на 30 кг).

Работа авторов А.Ю. Голубева и Л.А. Лазарева выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (РНФ), проект 21-71-30016.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Титарев В.А.* Программный комплекс “Гербера” для расчета аэроакустических характеристик воздушных самолетных винтов // Свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ N 2020616696 от 22.06.2020.
2. *Копьев В.Ф., Титарев В.А., Беляев И.В.* Разработка нового подхода к расчету шума винтов с использованием суперкомпьютеров // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 2. С. 78–106.
3. *Titarev V.A., Faranosov G.A., Chernyshev S.A., Batrakov A.S.* Numerical modeling of the influence of the relative positions of a propeller and pylon on turboprop aircraft noise // *Acoust. Phys.* 2018. V. 64. № 6. P. 760–773.
4. *Cao X., Hua H., Zhang Zh.* Sound radiation from shear deformable stiffened laminated plates // *J. Sound Vibr.* 2011. V. 330. P. 4047–4063.
5. *Langley R.S., Cotroni V.* The direct field boundary impedance of two-dimensional periodic structures with application to high frequency vibration prediction // *J. Acoust. Soc. Am.* 2010. V. 127(4). P. 2118–2128.
6. *Efimtsov B.M., Lazarev L.A.* Forced vibrations of plates and cylindrical shells with regular orthogonal system of stiffeners // *J. Sound Vibr.* 2009. V. 327. P. 41–54.
7. *Ефимцов Б.М., Лазарев Л.А.* Аналитическая модель для расчета акустического поля в салоне самолета, учитывающая дискретность стрингерного набора фюзеляжа // Труды ЦАГИ. 2009. Вып. 2681. С. 82–93.
8. *Efimtsov B.M., Lazarev L.A.* Sound pressure in cylindrical shells with regular orthogonal system of stiffeners excited by a random fields of forces // *J. Sound Vibr.* 2011. V. 330. P. 3684–3697.
9. *Ефимцов Б.М., Лазарев Л.А.* Комплекс аналитических моделей для прогноза шума в салоне самолета // *Акуст. журн.* 2012. Т. 58. № 4. С. 443–449.
10. *Ефимцов Б.М., Лазарев Л.А.* Расчет колебаний шпангоутов в подкрепленной оболочке, моделирующей фюзеляж самолета // *Акуст. журн.* 2014. Т. 60. № 5. С. 518–525.